



E-kursuse

"Torujupist raketini: sissejuhatus tehnoloogiateadustesse"

materjalid

Aine maht 2 EAP

Viljar Valder (Tartu Ülikool), Jüri Pilm, 2013

Sissejuhatus raketindusse. Rakettide ajalugu I

Tänapäeval ehitatavad ja kasutatavad raketid on aastatuhandeid väldanud katsete ja uurimistöö tulemus. Üks esimesi raketi põhimõttel töötavaid leiutisi oli puust lind. Rooma kirjanik Aulus Gellius kirjeldab oma teoses Tarantumi linnas elavast kreeklasest Archytas'est, kes umbes 400 a. e.Kr võlus ja eksitas Tarantumi linna elanikke oma puust tuvi lennuga. Vastavalt mõju-vastasmõju seadusele pani vabanenud auru liikuma traadil rippuva linnu. Teadusikku kinnitust leidis see seadus aga alles XVII sajandil.

300 aastat hiljem tegi teine kreeklane, Heron Aleksandriast sarnase katse. Tema leiutis "aelopile" kasutas edasiviiva jõuna samuti auru. Heron paigutas veekatla kohale kera. Katla all põlev tuli muutis vee auruks, mis liikus torusid mööda kerasse. Kerast juhiti aur edasi kahte L-kujulisse torusse, millest väljapaiskuv aur andus kerale tõuke ning põhjustas selle pöörlemise. Esimese tõelise raketi leiutamine võis olla ka juhus. I sajandil kasutati Hiinas ilutulestike korraldamiseks usutseremooniatel salpeetrist, väävlit ja puusöe tolmut valmistatud püssirohtu. Selleks täideti bambustorud seguga ning visati tulle. Ilmselt lendasid mõned bambustorud püssirohu põlemisest tekkinud gaasi ning sädemete mõjul tulest eemale. Selle mõjul võisid hiinlased alustada katseid täidetud bambustorudega. Torud kinnitati noolte külge ja lasti vibuga lendu. Peagi leiti, et püssirohutorud võivad lennata ka ainult heitgaasi mõjul. Esimene tõeline rakett oli sündinud.

Raketi sünniaastaks peetakse 1232. aastat. Sel ajal olid hiinlased ja mongolid omavahel sõjajalal ning Kai-Kengi lahingus "tervitasid" hiinlased mongoli sissetungijaid "lendavate tulenooltega". Hiinlaste tulenooli peetakse kaasaegsete tahkekütuserakettide eelkäijateks. Ühest otsast suletud bambustoru oli täidetud püssirohuga, teisest otsast oli toru avatud. Püssirohu põlemisel vabanenud tuli, suits ning gaas andsid noolele tõuke. Püssirohutoru külge kinnitatud tokk toimis kui lihtne juhtimissüsteem andes noolele kindla liikumissuuna. Hävitusrelvana ei olnud tulenooled arvatavasti kuigi efektiivsed, kuid nende psühholoogiline mõju mongolitele pidi olema aukartustäratav. Pärast Kai-Kengi lahingut hakkasid mongolid ise rakette tegema ning võimalik, et just tänu neile levisid raketid Euroopasse.

Paljude ajaloolistes ürikutes on juttu katetest rakettidega. Inglismaal täiustas munk Roger Bacon püssirohtu, mille tulemusel suurenes oluliselt rakettide laskeulatus. Prantsusmaal saavutas Jean Froissart korrapärasema lennu lastes raketil lennata läbi toru. Froissari põhimõte on aluseks kaasaegsetele granaadiheitjatele. Joanes de Fontana Itaaliast leiutas veepinnal reaktiivjõul liikuva torpeedo vaenlase laevade pommitamiseks.

XVI sajandiks oli raketti peamine kasutusala sõjandus, kuigi vähesel määral rakendati neid ka ilutulestikes. Sakslane Johann Schmidlap leiutas astmelise raketi, et tõsta tulevärk kõrgemale. Kui suurem kandrakett põles läbi, süttis väiksem ning lendas enne plahvatamist kõrgemale. Schmidlapi idee on aluseks kõikidele tänapäeval maailmaruumi suunduvatele rakettidele.

Kuigi valdavalt on raketindus olnud soetud sõjandusega, mainitakse vanas hiina legendis raketti transpordivahendina. Üks vähetuntud hiina ametnik Wan-Hu ehitas koos abilistega reaktiivjõul lendava tooli, mille külge oli kinnitatud 47 väikest raketti. Ühel päeval istus Wan-Hu tooli ning andis oma 47 abilisele käsu süüdata tõrvikutega tool. Korraga täitis õhtu suitsupilvede voog, mida saatis kõrvulukustav müra. Kui suits hajus, oli Wan-Hu ja tema tool kadunud. Keegi ei tea, mis Wan-Huga tegelikult juhtus. Ilmselt ta hukkus, sest tulenooled võivad nii lennata, kui ka plahvatada.

Sissejuhatus raketindusse. Raketiehitus ajalugu II

Sir I. Newton sõnastas XVII sajandi lõpus kehade liikumist ja vastastikmõju kirjeldavad seadused. Võttes neid aluseks oli võimalik kirjeldada ja prognoosida kehade liikumise mehaanikat, mis võimaldas projekteerida rakette vajalike parameetritega. XIX sajandi lõpus vene teadlane Konstantin Tsiolkovski lõi valemi, millega tõestas kosmoselendude võimalikkust ning pani sellega aluse kosmose uurimisele raketitehnika abil. Ameerika teadlane Robert Goddard aastatel 1912-14 töötas välja mitmeastmelise raketi teooria ning oli esimene praktik, kes ehitas 1926. a. vedelkütusel töötava raketi. Wernher von Braun oli saksa raketiteadlane, kes projekteeris ning ehitas güroskoobiga (raketi sees pöörlev raske keha) raketi, mis oli võimeline lendama mööda etteantud trajektoori atmosfääri kõrgkihtides. Kõik hilisemad kosmose kanderaketid põhinevad tema väljatöötatud lahendustel.

Teaduslik lähenemine

XVII sajandi lõpul andis inglise teadlane Sir Isaac Newton kaasaegsele raketindusele teadusliku aluse. Newton sõnastas kolm liikumisseadust, mis seletavad, kuidas raketid liiguvad ning miks on võimalik nende liikumine õhutihedas maailmaruumis.

Varsti peale seda, kui seadused olid formuleeritud, hakati neid praktikas kasutama. Umbes 1720. aastal konstrueeris hollandi professor William Gravesande aurujugade mõjul liikuva auto mudeli. Saksamaal ja Venemaal tehti katseid enam kui 45 kg raskuste masinatega. Mõned masinad olid nii võimsad, et väljapaiskuvad leegid puurisid maapinda sügavad augud.

XVIII -XIX sajandil taaslustus rakettide kasutamine sõjarelvana. India raketirünnaku edu Inglismaa vastu 1792. ning 1799. aastal pälvis inglise suurtükieksperti kolonel William Congreve'i tähelepanu ning ta otsustas luua Briti armeele raketiväe. Congrevi konstrueeritud raketid olid lahingus edukad. Inspireerituna Briti laevastiku raketirünnakutest 1812. aasta sõjas kirjutas Francis Scott Key oma poeemis "punasest purustavast särast".

Kuid isegi Congreve'i tööga ei paranenud rakettide lasketäpsus võrreldes varasema ajaga. Lahingus kasutatavate rakettide laastav ja rüüstav toime ei olenenud nende täpsusest ega

võimsusest, vaid arvukusest. Piiramisrõngas oleva vaenlase pihta tulistati tavaliselt tuhandeid selliseid rakette.

Katseid raketide lasketäpsuse parandamiseks tehti aga samal ajal kogu maailmas. Inglise William Hall töötas välja tehnika, mida nimetatakse pöörlevaks stabilisaatoriks. Vabanenud heitgaasid panevad sellises raketis liikuma väikesed tiivakesed raketi otsas, põhjustades kuuli pöörlemise. Tänapäeval töötavad sellel põhimõttel paljud raketid.

Rakettide kasutamine lahingus oli üle kogu Euroopa jätkuvalt edukas. Preisi sõjas tervitasid Austria raketiväed oma vastaseid uute suurtükkidega. Tagantlaetav kahur vintlõikelise toruga ning plahvatavad lõhkepead olid märksa võimsamad parimatestki raketidest.

XIX sajandi lõpus vene teadlane Konstantin Tsiolkovsky lõi valemi, millega tõestas kosmoselendude võimalikkust ning pani sellega aluse kosmose uurimisele raketitehnika abil. Ameerika teadlane Robert Goddard aastatel 1912-14 töötas välja mitmeastmelise raketi teooria ning oli esimene praktik, kes ehitas 1926. a. vedelkütusel töötava raketi. Wernher von Braun oli saksa raketiteadlane, kes projekteeris ning ehitas güroskoobiga (raketi sees pöörlev raske keha) raketi, mis oli võimeline lendama mööda etteantud trajektoori atmosfääri kõrgkihtides. Kõik hilisemad kosmose kanderaketid põhinevad tema väljatöötatud lahendustel.

Raketi tööpõhimõtte Newtoni seaduste valguses

Sir Isaac Newton sõnastas XVII sajandi lõpus kehade liikumist ja vastastikmõju kirjeldavad seadused. Tema formuleeritud mehaanika põhiseadused said tänapäeva füüsika nurgakiviks. Tuntuimad on Newtoni esimene (I), teine (II) ja kolmas (III) seadus. Tundmata Newtoni klassikalisi mehhaanika reegleid ei ole võimalik rakette projekteerida.

Rakett oma lihtsaimas vormis on suletud kamber rõhu all oleva gaasiga. Väike avaus kambri ühes otsas laseb gaasil väljuda ning annab raketile tõuke, mis pöörab ta vastassuunda. Heaks näiteks sellele on õhupall. Palli sees olevale õhule avaldavad survet kummist seinad. Õhk surub omakorda palli seinu nii, et välis- ja siserõhk on tasakaalus. Kui palli otsik avaneb ja õhk väljub, hakkab õhupall pöörlema. Kuigi raketid on hiiglaslikud masinad, mis viivad satelliite orbiidile, kosmoselaevu Kuule ning teistele planeetidele, on need kaks üsna sarnased. Oluliseks erinevuseks on surve all oleva gaasi teke. Kosmoserakettides tekib gaas kas tahke või vedela raketikütuse põlemisel.

Rakettide ajaloolises arengus on märkimisväärselt faktiks see, et kuigi reaktiivjõul töötavaid masinaid on kasutatud enam kui kaks tuhat aastat, oskavad raketikatsetajad vaid 300 aastat oma tööd teaduslikult põhjendada.

Teaduslik lähenemine sai alguse 1687. aastal, kui inglise teadlane Sir Isaac Newton kirjeldas oma teoses "Loodusteaduse matemaatilised printsiibid" kehade liikumist looduses. Newton sõnastas kolm tähtsat liikumisseadust, mis seletasid kõikide kehade liikumist nii Maal kui maailmaruumis. Tundes Newtoni liikumisseadusi on võimalik konstrueerida selliseid XX sajandi hiiglasid nagu "Saturn 5" või "Space Shuttle".

Newtoni liikumisseadused:

1. Iga keha püsib paigal või liigub sirgjooneliselt seni, kuni välisjõud seda olekut ei muuda.
2. Keha kiirendus on võrdeline kehale mõjuva jõuga ja pöördvõrdeline keha massiga.
3. Kaks keha mõjutavad teineteist võrdvastupidise jõuga.

Newtoni I seadus

Seaduse sõnastus on lihtsalt fakti nentimine, selleks aga, et mõista, mida see tähendab, on tarvis tunda mõisteid paigalolek, liikumine ning tasakaalustamata jõud. Paigalolekut ja liikumist võib vaadelda vastanditena. Keha on paigal, kui ta ei muuda asukohta oma ümbruse suhtes. Kui sa istud vaikselt toolil, siis sa võid öelda, et sa oled paigal. Ehkki ka see mõiste on suhteline. Sinu tool võib ju olla üks paljudest helikiirusel lendavas lennukis. Oluline on meelde jätta, et siis sa ei liigu oma vahetu ümbruse suhtes. Kui paigalolekut määratletakse liikumise täieliku puudumisena, siis seda ei saakski looduses eksisteerida. Tegelikult liigud sa ka siis, kui sa istud kodus, kuna sinu tool asub pöörleval planeedil, mis liigub orbiidi. Täht liigub pöörlevas galaktikas, mis omakorda liigub maailmaruumis. Liikumine on samuti suhteline mõiste. Kogu materia maailmaruumis on pidevas liikumises, kuid Newtoni I seaduses mõeldakse liikumise all asukoha muutust ümbruse suhtes. Pall on paigal, kui ta lamab maas. Pall liigub, kui ta veereb. Kui pall veereb, siis tema asukoht ümbruse suhtes muutub. Kui sa lennukis istud, siis oled sa paigal, aga kui sa tõused ja lähed mööda vahikäiku edasi, siis sa liigud.

Newtoni I seaduse mõistmiseks vajalik kolmas oluline mõiste on tasakaalustamata jõud. Kui sul on pall peos ja sa hoiad teda vaikselt, siis on pall paigalolekus. Ehkki selle aja jooksul, kui sa palli käes hoidsid, mõjutasid teda jõud. Gravitatsioonijõud püüab palli allapoole tõmmata, samal ajal kui sinu käsi teeb jõupingutusi selle üleval hoidmiseks. Pallile mõjuvad jõud on tasakaalustatud. Kui lased pallil veereda või tõstad oma käe üles, muutub jõudude tasakaal ja pall muudab oma asendit.

Kui rakett lendab, siis jõudude tasakaal muutub pidevalt. Stardiväljakul on raketile mõjuvad jõud tasakaalus. Stardiväljak surub raketti üles, samal ajal kui gravitatsioonijõud kisub alla. Kui mootorid on käivitatud, viivad raketi düüsidest väljuvad heitgaasid jõud tasakaalust välja ja rakett tõuseb õhku. Kui kütus põleb läbi, siis lennukiirus väheneb ja rakett peatub oma lennu tippkõrgusel ning kukub tagasi maale.

Kosmoses mõjutavad kehade liikumist samuti mitmesugused jõud. Päikesesüsteemis liikuv kosmoselaev on pidevas liikumises. Kosmoselaev liigub sirgjooneliselt kuni temale mõjuvad jõud on tasakaalus. See saab juhtuda vaid siis, kui kosmoselaev on väga kaugel suurtest külgetõmbejõu allikatest nagu Maa, teised planeedid ning nende kaaslased.

Kui kosmoselaev läheneb mõnele taevakehale, hakkab teda mõjutama külgetõmbejõud ning liikumissuund muutub. Tavaliselt juhtub see siis, kui satelliidi orbiit puutub kokku selle keha orbiidiga, mille ümber ta tiirleb. Satelliidi liikumistee kõverdub. Ringjooneline liikumine tekib taevakeha külgetõmbejõu ning satelliidi sirgjoonelise liikumise koosmõjul. Kui need kaks liikumist on õiges vahekorras, ühtib satelliidi liikumistee selle keha kujuga, mille ümber ta liigub. Kuna gravitatsioonijõud muutub vastavalt kaugusele planeedist, siis on igal kõrgusel oma kiirusaste. Kiiruse kontrollimine on eriti oluline selleks, et hoida kosmoselaev ringikujulisel orbiidil. Kui satelliidile ei mõju mingi teine tasakaalustamata jõud, näiteks gaasi molekulide hõõrdumisest tekkiv jõud orbiidil või raketikütuse põlemisest tekkiv jõud, siis kosmoselaeva kiirus väheneb ja see võib igaveseks planeedi orbiidile liikuma jääda.

Nüüd, kui kolm peamist mõistet Newtoni I seaduses on selged, võime seaduse uuesti sõnastada. Selleks, et paigalolev keha, näiteks rakett, hakkaks liikuma, on tarvis tasakaalustamata jõudu. Selleks, et muuta liikuva keha sirgjoonelist trajektoori, kiirust või peatada see keha, on tarvis tasakaalustamata jõudu.

Newtoni III seadus

Jätame Newtoni II seaduse vahele ning läheme otsejoones III seaduse juurde. Selle seaduse kohaselt mõjutavad kehad teineteist võrdvastupidise jõuga. Kui sa oled kunagi välja astunud väikesest paadist, mis ei ole korralikult sadamaposti külge kinnitatud, siis sa tead täpselt, mida see seadus tähendab. Rakett tõuseb stardiväljakult lendu vaid kütuse põlemisel vabaneva gaasi mõjul. Rakett ning heitgaasid mõjutavad teineteist vastastikku. Raketile avaldab survet gaas, gaas aga mõjutab omakorda raketti. Kogu see kirjeldatud protsess on üsna sarnane rulasõidule. Kujuta ette paigalolevat rula koos sõitjaga. Sõitja hüppab rulalt maha. Newtoni III seaduse järgi nimetame seda hüppamist mõjuks. Selle mõju tulemusel hakkab rula vastassuunas liikuma. Rula liikumine vastassuunas on reaktsioon ehk vastasmõju. Kui võrrelda vahemaad, mis sõitja ning rula kumbki läbisid, siis võib ilmned, et et rula vastasmõju on suurem kui rulalt mahahüppaja mõju. Kuid see pole sugugi nii. Tegelikult liikus rula kaugemale sellepärast, et tema mass on sõitja massist väiksem. Mass mõistet vaatleme lähemalt Newtoni II seaduse käsitlemise käigus.

Kui rääkida raketidest, siis mõjuks on raketist väljuvad heitgaasid. Vastasmõjuks on raketi liikumine vastassuunas. Selleks, et rakett saaks startimisväljakult õhku tõusta, peab raketimootorist väljuva gaasi surve olema suurem kui raketi kaal. Stardirajal on raketi kaal tasakaalustatud jõuga, mis surub teda maapinnalt lahti. Väike surve tekitab väiksema jõu, kui on vajalik raketi tasakaalus hoidmiseks. Vaid siis, kui heitgaasi poolt tekitatud jõud ületab kaalu, muutub jõud tasakaalustamatuks ning rakett võib startida. Kosmoses kasutatakse tasakaalustamata jõudu selleks, et püsida orbiidil. Isegi väike surve põhjustab liikumiskiiruse või -suuna muutumise.

Tihti küsitakse, kuidas saavad raketid töötada kosmoses, kui seal ei ole õhurõhku. Sellele küsimusele annab vastuse Newtoni III seadus. Kujuta jällegi ette rula. Maapinnal on ainuke osa, mida õhul täita tuleb, rula liikumise aeglustamine. Õhus liikumise tõttu tekib hõõrdumine, või nagu teadlased ütlevad - takistus. Kuna ümbritsev õhk takistab mõju - vastasmõju, siis töötavad raketid õhutühjas kosmoses paremini. Kui põlemisel tekkinud gaas väljub raketimootorist, surub ta kõrvale ümbritseva õhu. Selleks aga kulutab rakett energiat. Õhuvabas kosmoses väljub gaas vabalt.

Newtoni II seadus

See liikumisseadus on oma olemuselt matemaatiline võrrand. Võrrandi osad on mass (m), kiirendus (a) ning jõud (F). Tähistades need mõisted tähtedega, võib võrrandi kirja panna järgmiselt:

$$F = ma$$

Võrrandit loetakse: jõud võrdub mass korda kiirendus. Selleks, et seletada seda seadust, kasutame näitena vana kahurimudelit. Kui kahur süüdatakse, paneb plahvatus liikuma kuuli. Kuul lendab läbi toru lahtise otsa sirgjooneliselt umbes paar kilomeetrit. Samal ajal põrkab kahur paari meetri võrra tagasi. See on mõju ja vastasmõju seadus (Newtoni III seadus). Kuulile ja kahurile mõjub üks jõud. See, mis juhtub kuuli ja kahuriga, on sõnastatud Newtoni II seaduses.

Vaata järgmisi võrrandeid:

$$F = m(\text{kahur}) a(\text{kahur})$$

$$F = m(\text{kuul}) a(\text{kuul})$$

Esimene võrrand käib kahuri ja teine kuuli kohta. Esimeses võrrandis on massiks kahur ja kiirenduseks kahuri liikumine. Teises võrrandis on massiks kahurikuul ning kiirenduseks tema liikumine. Kuna jõud (püssirohu plahvatamine) on mõlemas võrrandis sama, võime võrrandi järgimiselt kirja panna.

$$m(\text{kahur}) a(\text{kahur}) = m(\text{kuul}) a(\text{kuul})$$

Selleks, et võrrandi mõlemad pooled oleksid võrdsed, peab kiirendus suurenema ja vähenema vastavalt keha massile. Kahuril on suurem mass ning väiksem kiirendus. Kuulil on väiksem mass ja suurem kiirendus.

Rakendame seda seadust raketitele. Asendame suurtükikuuli massi raketi mootorist väljuva heitgaasi massiga ning suurtüki massi vastassuunas liikuva raketi massiga. Jõud on surve, mis tekib raketi mootoris toimunud plahvatusest. Surve lisab kiirust gaasile ühes suunas ja raketile vastassuunas liikumiseks.

Rakettidega tuleb aga ette selliseid huvitavaid asju, mida suurtükkidega ei juhtu. Katses suurtüki ja kuuliga kestab surve vaid hetkeks. Raketile mõjuv jõud kestab aga seni, kuni kütus põleb. Pealegi muutub raketi mass lennu ajal. Raketi mass on kõigi osade summa, kaasaarvatud mootorid, raketikütuse mahutid, lõhkelaeng, kontrollsüsteem ning raketikütus. Suurema osa raketi massist moodustabki kütus. Kuid see kogus muutub pidevalt kütuse põlemise käigus. Lennu ajal väheneb raketi mass. Selleks, et võrrandi pooled oleksid tasakaalus, peab raketi kiirendus suurenema vastavalt massi vähenemisele. Rakett liigub alguses aeglaselt, massi vähenedes aga üha kiiremini ja kiiremini.

Newtoni II seaduse teadmine on eriti tähtis töökindlate raketite konstrueerimisel. Selleks, et rakett jõuaks madalale Maa orbiidile, on tarvis saavutada kiirus enam kui 28 000 km tunnis. Kiirus, mis ulatub kuni 40 250 km tunnis, nn. teine kosmiline kiirus, võimaldab raketil

lahkuda Maalt ja lennata süvakosmosesse. Sellise kiiruse saavutamiseks peab raketi mootor saavutama maksimaalse mõjujõu minimaalse ajavahemiku jooksul. Ehk teisisõnu, raketimootor peab põletama võimalikult suure koguse kütust ning laskma tekkinud gaasil mootorist väljuda nii kiiresti kui võimalik. Sellest, kuidas seda tehakse, tuleb juttu järgmises peatükis.

Sõnastame Newtoni II seaduse järgmiselt: mida suurem kogus raketikütust põleb ning mida kiiremini põlemisel tekkinud gaas vabaneb, seda suurem jõud mõjub raketile.

Kokkuvõte Newtoni liikumisseadustest. Selleks, et rakett saaks startida, on tarvis tasakaalustamata jõudu. Tasakaalustamata jõu mõjul saab muuta raketi liikumiskiirust ja -suunda (Newtoni I seadus). Raketi mootoris kütuse põlemisel tekkiv jõud oleneb kütuse põlemiskiirusest ning vabanenud gaasi väljavoolamise kiirusest (Newtoni II seadus). Raketi reaktsioon (liikumine) on võrdvastupidine mootori poolt tekitatud jõule (Newtoni III seadus).

Impulssi jäävuse seadus ja reaktiivjõul liikumine

Selleks, et mõista raketi liikumise dünaamikat, peab omandama ettekujutuse muutuva massiga keha liikumisest. Kui kahurist tulistades lasu ajal kahuri ega mürsu mass ei liigu, siis raketit liigub vaid tänu sellele, et selles sisalduv kütus paisatakse tagant välja. Liikumise ajal jääb kütust aina vähemaks ning selle võrra kahaneb ka raketi mass. Selliselt ei saa me ühiselt kasutada Newtoni teist seadust, kuna lisaks jõule ja kiirendusele muutub ka keha mass. Seega tuleb teada impulsi jäävuse seadust ning tunda reaktiivjõul liikumise seaduspärasusi, et arvutada paketi lõppkiirust.

Paljudel juhtudel võimaldab impulssi jäävuse seadus leida vastastikmõjus olevate kehade kiirused ka juhul, kui kehasid mõjutavad jõud ei ole teada. Üheks näiteks on reaktiivliikumine. Raketi kiirus sõltub ainult väljuva gaasijoa kiirusest ning raketi ja väljuvate gaaside masside

$$\vec{V} \quad \vec{v},$$

suhtest. Kui raketi ja gaasijoa kiirused tähistada vastavalt \vec{V} ja \vec{v} ja nende massid M ja m , siis impulssi jäävuse seaduse alusel saab nende liikumisprojektsiooni kirjeldada järgmise valemi abil:

$$MV + mv = 0; \quad V =$$

Loomulikult antud valem on õige vaid juhul, kui kogu raketikütus põleb ära hetkega ning paiskub gaasijoa näol raketist välja. Tegelikuses see protsess on pikemaajaline, ning iga hetk mass M väheneb väljuvate gaaside tõttu. Täpse valemi saamiseks vaatleme toimuvad protsessid detailsemalt:

$$\vec{v}$$

Olgu raketi massiks M hetkel t ja see liikugu kiirusega \vec{v} . Lühikese aja jooksul Δt

$$\vec{u}.$$

$$\vec{v} + \Delta \vec{v},$$

raketist väljub hulk gaasi kiirusega \vec{u} . Raketit hetkel $t + \Delta t$ liigub kiirusega $\vec{v} + \Delta \vec{v}$, ja selle mass võrdsustub $M + \Delta M$, kus $\Delta M < 0$. Väljapaisatud gaaside massiks saab selliselt olema $-\Delta M$

$$\vec{v} + \vec{u}.$$

> 0 . Gaaside kiiruseks süsteemis OX saab olema \vec{u} . Kasutades impulssi jäävuse seadust,

$$(M + \Delta M)(\vec{v} + \Delta \vec{v}),$$

saame ajahetkel $t + \Delta t$ raketi impulssiks $(M + \Delta M)(\vec{v} + \Delta \vec{v})$, väljunud gaaside impulssiks $(-\Delta M)\vec{u}$.

$$(-\Delta M)(\vec{v} + \vec{u}). \quad M\vec{v}.$$

Ajahetkel t kogu süsteemi impulsiks oli $M\vec{v}$. Lähtudes sellest, et süsteem „rakett+gaasid“ on suletud, saame kirjutada:

$$M\vec{v} = (M + \Delta M)(\vec{v} + \Delta \vec{v}) - \Delta M(\vec{v} + \vec{u}) \quad \text{või} \quad M\Delta \vec{v} = \Delta M\vec{u} - \Delta M\Delta \vec{v}$$

Suurusega $\Delta \vec{v}$ võib mitte arvestada, kuna $|\Delta M| \ll M$. Jagades viimase valemi mõlemad osad Δt ja kasutades piirajat $\Delta t \rightarrow 0$, saame

$$M \frac{\Delta \vec{v}}{\Delta t} = \frac{\Delta M}{\Delta t} \vec{u} \quad (\Delta t \rightarrow 0) \quad \text{või} \quad M \vec{a} = -\mu \vec{u}$$

Suurus $\mu = -\frac{\Delta M}{\Delta t} \quad (\Delta t \rightarrow 0)$ on kütusekulu ajahetkes. Suurus $-\mu \vec{u}$ on tegelikult reaktiivjõud \vec{F}_p . **Reaktiivjõud** mõjub raketile gaaside väljumise suunast. Ekvivalendid

$$M \vec{a} = \vec{F}_p :$$

on Newtoni II seaduse erivorm muutuva massiga kehadele. Kui gaasid väljuvad täpselt taha piki raketi telje, siis skalaarvormis on see võrrand järgmise kujuga:

$$M a = \mu u,$$

kus u on suhtelise e. suhtelise kiiruse moodul. Kasutades integraalarvutust, saame raketi lõpliku kiiruse (v) valemi:

$$v = u \ln \frac{M_0}{M}$$

$\frac{M_0}{M}$ on raketi algmassi ja lõppmassi suhe. See on Tsiolkovski valem, mis näitab, et raketi lõppkiirus saab ületada gaaside suhtelise väljumiskiiruse. Teades, et esimene kosmiline kiirus on 7,9 km/s e. $v = v_1 = 7,9 \cdot 10^3$ m/s ja keemilise raketikütuse põlemisel saadud gaaside

kiirus $3 \cdot 10^3$ m/s (tavaliselt vahemikus 1,5-4,5 km/s) same üheastmelise raketi stardimassiks ca

$$\frac{M_0}{M}$$

14 korda suurema, kui lõpumass. Lõppkiiruse $v = 4u$ saavutamiseks suhe peab olema 50-kordne.

Põlemisprotsess ja raketimootori efektiivsuse määramine

Põlemisprotsessi saab lihtsustatult jagada kolmeks: komponentide soojenemine, termiline lagunemine ning keemiline reaktsioon gaasiliste komponentide vahel. Põlemiskiirust mõjutavad komponentide algtemperatuur, rõhk põlemiskambris, lisandid-katalüsaatorid ning põlemispindala ümbruses liikuvate gaaside kiirus.

Raketimootori efektiivsuse määramiseks kasutatakse mõistet *eriimpulss*. Kui impulss ehk liikumishulk on klassikalises mehaanikas vektorsuurus, mis võrdub keha massi ja kiiruse korrutisega $p=mv$, siis eriimpulss on raketimootori iseloomulik suurus, mis võrdub mootori poolt tekitva impulssi suhtega kütusekulule. Mida suurem on eriimpulss, seda vähem kütust on vaja kulutada teatud liikumishulga saamiseks. Teoreetiliselt eriimpulss võrdub põlemissaaduste väljumiskiirusega, faktiliselt mõnevõrra erineb. Sellepärast eriimpulssi saab nimetada ka efektiivseks väljumiskiiruseks.

Raketimootori erijõuks on näitaja, mis iseloomustab reaktiivjõu ning kulutatud kütuse suhet. Mõõdetakse meetrit sekundis ($m \cdot s = N \cdot s / kg$) ja näitab, mitu sekundit antud mootor tekitab reaktiivjõudu suurusega 1 N, kulutades selleks ühe kilogrammi kütust. Kuna kaalu mõõdetakse njuutonites, siis saab antud suurust kirjeldada ka sellise valemiga $s = N \cdot s / N$, kus jagaja näitab kütuse kaalu njuutonites.

Keemilistel protsessidel põhinevate reaktiivmootorite eriimpulssi valem on selline

$$I_y = \sqrt{16641 \left(T_k \frac{1 - \frac{p_a}{p_k} y}{u y} \right)}$$

kus T_k — on gaasi temperatuur põlemiskambris [температура газа в камере сгорания (разложения)]; p_k ja p_a — gaasi rõhk põlemiskambris ja düüsi lõpus; y — gaasi molekulaarne mass põlemiskambris; u — koefitsient, mis iseloomustab gaasi termofüüsilised omadused põlemiskambris (tavaliselt $u \approx 15$). Nagu valemist on näha, mida kõrgem on gaasitemperatuur ja

väiksem selle molekulaarmass ja mida suurem on rõhkude suhe põlemiskambri ja väliskeskkonna vahel, seda kõrgem on eriimpulss. ^[1].

$$[I_y = I_{sp}]$$

Eriimpulssi saab lihtsustatud kujul näidata järgmise valemi abil:

$$I_{sp} = \frac{v_e}{g_0} \text{[2]}$$

kus

I_{sp} on eriimpulss, mõõdetuna sekundites

v_e on keskmine gaasijoa väljumiskiirus, mõõdetuna piki mootori telge, m/s

g_0 on raskuskiirendus (Maa külgetõmbejõud), m/s²

$$v_e = g_0 I_{sp}$$

kus

I_{sp} on eriimpulss sekundites

v_e on eriimpulss, mõõdetuna meetrites sekundis (sama, mis gaasijoa keskmine väljumiskiirus)

g_0 - raskuskiirendus, 9.81 m/s²

Eriimpulss on loogilises seoses reaktiivjõuga, mida saab kujutada järgmise valemi abil:

$$F_{thrust} = v_e \cdot \dot{m} \text{[10]}$$

Kus \dot{m} on väljuva kütuse mass, mille võrra kahaneb lennu ajal raketi mass

Reaktiivjõu täpseks arvutamise valemiks on $F = mV_e + (p_e - p_0)A_e$,

Kus m on väljuvate gaaside mass, V_e on väljuvate gaaside kiirus, p_e on gaasijoa rõhk, p_0 on väliskeskkonna rõhk ja A_e on düüsi ristlõike pindala düüsi lõpus.

Näiteks Space Shuttle peamootorite eriimpulss on 453 sekundis, mis on võrdväärne gaaside väljumiskiirusele 4440 m/s [\[16\]](#)

Iseloomulik väljumiskiirus (c^*), mis iseloomustab raketikütuse termokeemilist efektiivsust, on arvutatav järgmise valemi abil:

$$c^* = \sqrt{\frac{R T_o}{k \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}}}}$$

Erinevalt eriimpulsist, iseloomulik väljumiskiirus ei sõltu põlemiskambri ja düüsi disainist (I_{sp} on seotud düüsi jõukoeffitsiendiga järgmiselt: $I_{sp} = C_F c^*$, kus C_F on düüsi jõukoeffitsient). Nagu on näha, c^* on funktsioon temperatuurist T_o ja reaktsioonisaaduste rarametritest (k , R). Antud valemi praktiline väärtus seisneb selles, et raketikütuse erinevate partiide parameetrid peavad olema ligilähedaselt samad. [xxx](#)

Tuleb mõista, et eriimpulssi ja rõhu suhe on eksponentsiaalne, st rõhu kasvades efektiivsus kasvab järjest vähem. Seda saab näidata valemiga $r = a P^n$, kus r on raketikütuse põlemiskiirus (mm/s) (**NB! Ei ole gaaside väljumiskiirus, vaid tahke raketikütuse tegelik põlemiskiirus**), a on rõhu koeffitsient (iga raketikütuse puhul erinev), ja n on rõhu eksponent (samuti iga kütuse puhul erinev) ning P on rõhk.

Raketimootorid

Tänapäeval on kasutusel palju erinevaid rakettmootori tüüpe. Neid liigitatakse kasutatava kütuse järgi. Sõna "kütus" ei tähenda aga siinkohal lihtsalt kütust, nagu me oleme harjunud mõtlema, vaid see sisaldab nii "kütust" kui ka "oksüdeerijat". Kütus on kemikaal, mis põleb tänu oksüdeerijale. Kui lennukite reaktiivmootorid tõmbavad hapniku e. oksüdeerijat ümbritsevast õhust mootorisse, siis raketid peavad hapniku kaasa võtma, kuna kosmos pole hapniku.

Peamised raketimootoritüübid on vedelkütuse- ja tahkekütuse raketimootor. Need mootorid on võimelised arendama tõukejõudu newtoni murdosast kuni tuhandete meganewtoniteni. Tööpõhimõte on aga neil kõigil üks: nad paiskavad välja mingit ainet (nimetame seda tööaineks), mis mõjub raketile vastassuunalise tõukejõuna.

Tahkekütuse raketimootorid

Meie räägime peaaesjalikult tahkekütuse raketimootoritest, sest meie kursuse lõppeesmärgiks on ühe seda tüüpi raketi konstrueerimine. Vedelkütusega töötavates raketidest tuleb meil juttu vaid võrdlusena. Rakettide tahkekütuse raketimootorid, nagu nähtub ka nende nimest, kasutavad töötamiseks tahkekütust. Omavahel segatud kütusekomponendid (põlev aine ja oksüdeerija) reageerivad keemiliselt, moodustuvad gaasid kiirenevad düüsis ja paiskuvad välja suure kiirusega. Tahkekütuse raketimootori tähtsaimaks eeliseks võrreldes vedelkütuse raketimootoritega on suhteline odavus ja lihtne väljatöötamine ja valmistamine (vastavate tehnoloogiate olemasolu korral muidugi) ja samuti võimalus skaleerimiseks st. tulevase suure mootori omadusi saab uurida kasutades väikesi mudeleid, peale seda ei tekita suure mootori valmistamine raskusi. Just seetõttu kasutavad kõige suuremad olemasolevad rakettmootorid (nt. Space Shuttle'i kiirendid) tahkekütust. Nende tõukejõud (umbes 1400 tonni) on peaaegu kaks korda suurem kui kõige võimsamatel vedelkütuse raketimootoritel (nõukogude mootorid RD-170/171 raketitele Energia ja Zenit või ameerika F-1 mida kasutati raketidel Saturn-5). Seejuures oli vaja ainult mõnda stendikatsetust, et antud mootor oleks kasutamiskõlblik. Katsetatud on veel võimsamaid tahkekütuse raketimootoreid tõukejõuga kuni 2500 tonni. Veel tänagi on raske ette kujutada vedelkütuse raketimootori loomist, millel oleks sarnane tõukejõud.

Tahkekütuse raketimootorid on oluliselt töökindlamad kui vedelkütuse raketimootorid. Vedelkütuse raketimootoritel on tavaliselt palju liikuvaid osi, mis töötavad kõrgetel temperatuuridel ja rõhkudel. Tahkekütuse raketimootoritel aga liikuva osad praktiliselt puuduvad ja seetõttu polegi neis millelgi peale korpuse ja düüsi katki minna. Üks võimas tahkekütuse raketimootor võib asendada mitut väiksema võimsusega vedelkütuse raketimootorit ületades neid lihtsuse ja töökindluse poolest.

Täiendavaks tahkekütuse raketimootorite eeliseks on tahke kütuse suur tihedus. Tihedam kütus võtab vähem ruumi ja seetõttu on tahkekütuse raketimootori astmete mõõtmed väiksemad kui vedelkütuse raketimootorite astmete omad. Seetõttu on tahkekütuse raketimootorite valmistamine ja transport odavam ning lihtsustab ka stardiseadeldisi. Lisaks sellele on tahkekütusega astmed tugevamad ja nad taluvad suuremaid kiirendusi. See aga tähendab, et koormise orbiidile viimine võib toimuda efektiivseima skeemi järgi, samuti lihtsustab astmete korduvkasutus. Kompaktsus ja suurte ülekoormuste talumine stardil on üheks põhjuseks, miks viimasel ajal kasutatakse tahkekütuse raketimootoreid ka tuumarelva kandvates kontinentidevahelistes ballistilistes raketites.

Tahkekütuse raketimootoritel on samuti puudused, ent need on seotud peamiselt kosmoselendude puhul. Põhiliseks tahkekütuse raketimootorite puuduseks on tahkekütuse suhteliselt väike eriimpulss. Seetõttu kasutatakse tahkekütuse raketimootoreid kanderaketide esimeste astmete puhul. Teiseks tahkekütuse raketimootori puuduseks on tõukejõu reguleerimise ja korduvkäivituse puudumine. Tegelikult on tehnilised vahendid selleks olemas ja neid on katsetatud, kuid nad muudavad mootori oluliselt keerulisemaks, kallimaks ja vähem töökindlaks ning seetõttu pole neid praktiliselt kasutatud. Sellest hoolimata on võimalik mootori tõukejõudu programmeerida valmistamise ajal. Lennu ajal võib tõukejõud muutuda suurtes piirides vastavalt eelnevalt programmeeritule – näiteks vähendades tõukejõudu tihedate atmosfäärikihtide läbimisel, et vähendada aerodünaamilist õhusurvet.

Kasutatud kirjandus: Vladislav-Venjamin Pustõonski „Kuidas töötab tahkekütuse raketimootor?“ [http://parsek.yf.ttu.ee/~mars/publikatsioonid/tkrm_17.pdf] 16.09.2013

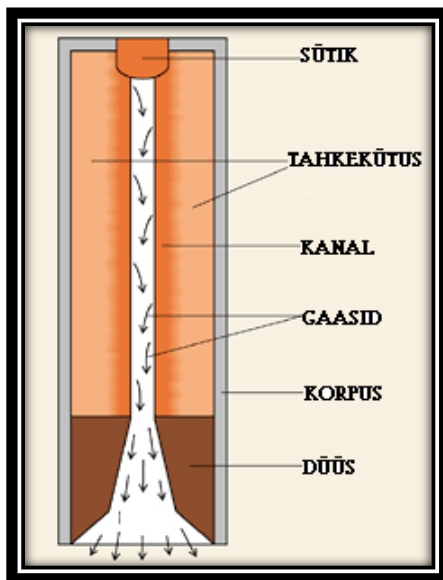
Tahkekütuse raketimootori konstruktsioon ja põhielemendid

Tüüpiline tahkekütuse raketimootorikoosneb tugevast **corpusest** (kambrist), kus **paikneb tahkekütus**. Raketi kütus koosneb põlevaine ja oksüdeerija segust, mis reageerivad kõrge rõhu ja temperatuuri tingimustes. Selle tulemusel eraldub suur kogus kuumi gaase, mis kiirenevad düüsis ja paisatakse välja tekitades tõukejõu. Põhinõudeks tahkekütuse raketimootori corpusele on tugevus, sest ta peab taluma kõrget siserõhku (kümneid atmosfääre) purunemata ja deformeerumata. Seejuures peab corpuse mass olema võimalikult väike: igasugune lisakaal vähendab raketi kasulikku koormat. Rakettide ehituse algaastail (ja mõnikord ka tänapäeval) valmistati tahkekütuse raketimootori korpus terasest. Tunduvalt kergemad corpused saadakse kvarts- või süsinikkiust. Nende valmistamine on aga keerulisem ja kallim. Siseküljelt kaetakse korpus soojusisolatsiooni kihiga, mis väldib corpuse läbipõlemise mootori töö viimastel sekunditel. Corpuse läbipõlemise tagajärjel tekib külgsuunaline tõukejõud ja rakett võib kaotada juhitavuse. Tahkekütuse raketimootori põlevainena kasutatakse tänapäeval sageli alumiiniumpulbrit, mis põlemisel tekitab kõrge temperatuuri, andes gaasidele suure väljavoolukiiruse. Tahkekütuse raketimootori oksüdeerijaks on sageli ammooniumperkloraat (NH_4ClO_4) või amooniumnitraat (NH_4NO_3). Peale selle kuuluvad kütuse koostisesse katalüsaatorid, tahkestajad ja siduvad ained.



Foto 1. Raketimootori põhielemendid: vasakul düüs, keskel korpus.

Korpuse täitmise ajal on kütus poolvedel, seejärel see tahkub ja muutub struktuurilt sarnaseks kõva kummiga. Selline kütus ei põle ega plahvata normaaltingimustel, seda ei saa süüdata tikuga ega löögiga esile kutsuda detonatsooni. Süttimiseks on vajalikud kõrge temperatuur ja rõhk. Kütuselaengu valmistamisel ja korpusesse valamisel on väga oluline selle homogeensus ning keemiline koostis, et tõukejõud lennul vastaks planeeritule. Eriti oluline on see juhul, kui samaaegselt töötavad mitu raketimootorit. Näiteks kui samaaegset töötavad kaks võimsat tahkekütuse raketimootorit peavad kütuse omadused mõlemas kiirendis olema võimalikult sarnased. Vastasel korral ei suuda juhtimissüsteem tõukejõudude erinevust tasakaalustada. Samuti on oluline vältida kütuselaengu pragunemist, kuna see võib viia laengu lagunemisele või korpuse läbipõlemisele. Enamikus tahkekütuse raketimootoris põleb kütus kesksest kanalist korpuse suunas, st. algab kesksest kanalist mis kulgeb piki laengut.



Skeem 1. Tahkekütuse raketimootori läbilõige

Kanali algsest kujust sõltub see, kuidas muutub tõukejõud lennu ajal. Sageli valmistatakse keskne kanal „tähekujuline“.



Foto 2. Tahkekütusega stardikiirendi sisemine kanal (ballistilise raketi Minuteman esimese astme mootor)

Selline „tähekuju“ võimaldab reguleerida tõukejõudu. Väikesed tahkekütuse raketimootori kütusesegmendid on sageli sfäärilised, et vähendada mõõtmehi. Nende puhul võib sisemine põlemisruum olla keerulise kujuga, näiteks võib olla mitu põlemiskanalit. Kõige võimsamad tahkekütuse raketimootorid monteeritakse sektsioonidest ja erinevates sektsioonides võib olla erinev põlemiskanali kuju, mis võimaldab veel paindlikumalt programmeerida tõukejõudu.

Tahkekütuserakettidel on alumises osas reaktiivdüüs, mille kaudu voolavad välja põlemisel tekkinud gaasid. Düüsi ülesandeks on suurendada põlemisel tekkinud gaaside kiirendust ning seeläbi suurendada rõhku – gaaside väljumiskiirus läheneb ülehelikiirusele. Tavaliselt kasutatakse de Laval'i düüsi, mis alul kitseneb ja seejärel uuesti laieneb.

Düüsi tööpõhimõtet võib igaüks iseseisvalt kontrollida. Selleks, et veenduda, kuidas see toimib, võid sa teha lihtsa katse voolikuga, mille avause suurust saab muuta. Kõigepealt lase veel niisama voolata. Vaata kui kaugale vesi pritsib ning katsu käega survet. Vähenda seejärel ava ning mõõda uuesti kaugust ja survet.

Kõige kitsamat kohta nimetatakse düüsi kriitiliseks ristlõikeks. Mootorite düüsid valmistatakse tavaliselt terasest. Düüsi on vaja kaitsta kuumade gaaside kahjustava mõju eest.



Foto 3. Raketimootori düüsi kuumakahjustused. Düüsi sisepind ei ole ühtlane ja sile.

Eriti tugev on gaaside mõju kriitilise ristlõike kohal, kus on kõige kõrgem temperatuur. Vedelkütuse raketimootorites kaitstakse düüsi aktiivse jahutusega - kütus pumbatakse mööda torusid või kanaleid mööda düüsi sisepinda. Tahkekütuse raketimootori puhul ei ole selline lahendus võimalik ja kasutatakse passiivseid meetodeid, põhiliselt nn. ablatsioonilist jahutust. See realiseeritakse fenoolvaikudest katte abil, millega kaetakse düüsi sisepind. See kate aurustub kuumade gaaside toimel, neelates seejuures palju soojust. Kriitilisesse ristlõikesse paigaldatakse täiendavalt kuumuskindlast materjalist (räni ja süsiniku ühenditest) seibid. Kahjuks töötab passiivne soojusisolatsioon ainult kuni katte täieliku aurustumiseni. Seetõttu on tahkekütuse raketimootori tööaeg piiratud 1-2 minutiga. Vedelkütuse raketimootorid töötavad aga kütuse lõppemiseni.

Mootori käivitamine ja eraldamine

Selleks, et käivitada TKRM-i tuleb rõhk ja temperatuur kogu põlemiskanali ulatuses üheaegselt tõsta tasemele, kus algab iseseisev põlemisreaktsioon. Tavaliselt süüdatakse pürotehnilised sütikud kanali esiosa lähedal (düüsist kaugemal). Sütikud käivitatakse elektriliselt ja kanal täitub kõrge rõhu all olevate kuumade gaasidega.

Mootori rõhukontroll

Mootori rõhukontroll on oluline selleks, et kontrollida raketi lendu. Arvuti raketi juhtimissüsteemis teeb kindlaks, millal on vajalik mootori käivitamine ja millal ei ole. Vedelkütuseraketid teevad seda lihtsalt alustades või lõpetades kütuse voolu põlemiskambris. Keerulisematel lendudel käivitatakse ning peatatakse mootoreid mitmeid kordi. Tahkekütuserakette on palju raskem kontrollida kui vedelkütuserakette. Peale käivitamist põleb kütus lõpuni. Põlemist on väga raske peatada või aeglustada. Mõnikord ehitatakse mootoris tulekustutid, et peatada lendu, aga nende kasutamine on keeruline protseduur ning need ei toimi alati. Osadel tahkekütuserakettidel on külgedel luugid, mis avanevad kaugjuhtimise teel selleks, et vabastada suruõhupaak ning vähendada rõhku. Tahkekütuse raketimootori lennu kontrollimiseks peab põlemiskiirus olema eelnevalt hoolikalt välja arvestatud. Mida vähem kütust parajasti põleb, seda väiksem on rõhk.

Raketi stabiilsus ning kontrollsüsteemid

Efekiivne reaktiivmootor on ainult üks osa töökindlast raketist. Rakett peab olema püsiv ka lennu ajal. Ebakindel rakett lendab korrapäratult, mõnikord viseldes või suunda muutes. Sellised raketid on väga ohtlikud, kuna nende liikumissuunda ei saa ette ennustada. Valesti ehitatud raketid võivad kummuli minna ning koguni startimisväljakule tagasi kukkuda. Raketi töökindluse tagamiseks on vajalik kontrollsüsteemi olemasolu. Kontrollsüsteemid on kas aktiivsed või passiivsed. Nendevahelisi erinevusi ning seda, kuidas nad töötavad, selgitame hiljem. Kõigepealt on tähtis aru saada, mis teeb raketi töökindlaks.

Kõikidel asjadel, olenemata nende suurusest, massist või kujust, on punkt, mida nimetatakse massikeskmeks. Massikese on see punkt, kus kogu keha mass on tasakaalus.

Proovi leida see punkt joonlaual, asetades see sõrmel tasakaalu. Kui joonlaud on mõlemast otsast ühesuguse paksuse ja tihedusega, siis massikese on täpselt joonlaua keskel. Kui joonlaud on tehtud puust ning joonlaua ühte otsa on löödud nael, siis raskuskese ei asu enam keskel, vaid joonlaua naelapoolses otsas.

Rakettide puhul on massikese oluline seetõttu, et ebakindel rakett paiskub ümber just selle punkti ümber. Pöörlemine ja kaldumine ettepoole või kõrvale toimub õhus ühe või enama telje ümber. Koht, kus kõik kolm telge ristuvad, ongi massikese. Rakettide töös on kõige olulisem jälgida kallet. Raketi kaldumisel ükskõik millises suunas muutub trajektoor. Raketi

pöörlemine ümber oma telje ei ole nii oluline, kuna selle tulemusel liikumissuund ei muutu. Pöörlemine koguni stabiliseerib lendu. Kuid kui halvasti söödetud jalgpall võib väravani lennata isegi siis, kui ta pigem viskleb kui pöörleb, siis rakett ei tohi lennul vibreerida. Jalgpallisöödu mõju-vastasmõju energia kulub ära sel hetkel, kui väravavaht ta kinni püüab. Lendav rakett saab aga kogu lennu jooksul energiat juurde.

Peale massikeskme mõjutab liikumist veel rõhukese. Rõhukese eksisteerib ainult siis, kui rakett lendab läbi õhu. Tänu hõõrdumisele ja rõhule võib rakett õigest suunast kõrvale kalduda. Kujuta endale ette tuulelippu. Tulelipp on noolekujuline tahvlike, mis on kinnitatud katusele selleks, et näidata tuule suunda. Nool kinnitatakse vertikaalselt asetatud varda külge, mis läbib noole massikeset. Kui tuul hakkab puhuma, siis nooleteravik pöörduv vastu tuult. Tuulelipu teravik pöörduv vastu tuult, sest tema pindala on väiksem kui tagumisel osal. Tuule mõju on suurem ning seetõttu sabaosa lükatakse tagasi. Kui rõhukese ja massikese ei ühtiks, siis tuul ei mõjutakse ühte osa tugevamini kui teist ning tuule suunda ei saaks määrata. Rõhukese on massikeskme ning noole tagumise otsa vahel. See tähendab seda, et tagumine osa on suurema pindalaga kui esimene. Rakett peab olema ehitatud nii, et rõhukese on alumises otsas ning massikese ülemises. Kui need punktid ühtivad või on teineteisele väga lähedal, siis on raketi lend ebastabiilne. Raketi juhtimiseks ja stabiilsena hoidmiseks on spetsiaalne kontrollsüsteem. Väiksemad raketid vajavad tavaliselt ainult stabiliseerimissüsteemi, suuremad raketid, näiteks sellised, mis viivad satelliite orbiidile, vajavad lisaks veel ka kursimuutmissüsteemi.

Nagu öeldud, siis kontrollsüsteemid on kas aktiivsed või passiivsed. Passiivsed kontrollsüsteemid kinnitatakse raketist väljapoole. Hiinlased kasutasid oma tulenooltes kõige primitiivsemat kontrollsüsteemi - tokki, mille külge nool oli kinnitatud ja mis hoidis rõhukeskme massikeskmest eemal. Hoolimata sellest ei olnud nende tulenooled täpsed. Aastaid hiljem parandati tulenoolte lennusuunda märgatavalt, paigutades nad vajalikus suunas asetatud renni. Renn juhtis noolt vajalikus suunas kuni piisava kiiruse saavutamiseni.

Tokk, millekülge tulenool kinnitati, andis aga liiga palju kaalu juurde ning piiras noole tegevusulatust. Oluliselt parandas raketi lendu düüsi lähedale väljapääsu juurde kobaras stabilisaatorite asetamine. Stabilisaatorid valmistatakse kergelest materjalidest ning voolujoonelise kujuga. Nad annavad raketidele noolekujulise välimuse. Stabilisaatori küllalt suur pindala hoiab rõhukeskme massikeskme taga.

Kaasaegse raketinduse algusega XX sajandil otsiti uusi ideid raketide töökindluse parandamiseks ning kogukaalu vähendamiseks. Selle tulemuseks oli aktiivse kontrollsüsteemi väljatöötamine. Aktiivne kontroll sisaldab liikuvaid stabilisaatoreid, tiivikuid, kardaanilisi düüse, vernjee-rakette, kütusepihusteid. Isegi väikseimale suunamuutusele reageerivad spetsiaalsed andurid ning stabilisaatorid annavad liikumisele õige suuna.

Raketi liikumissuunda saab muuta ka mootorist väljavoolava gaasi nurga abil. Väljapaiskuva gaasi suuna muutmiseks on mitmeid võimalusi. Tiivad on väikesed stabilisaatorisarnased seadeldised, mis paigutatakse heitgaasi sisse. Tiivikute kalle suunab heitgaasi ning vastavalt mõju - vastasmõju seadusele reageerib raketti sellele liikumisega vastassuunas.

Suuna muutmiseks kasutatakse ka väikseid raketikesi, nn. vernier-rakette, mis on monteeritud mootorist väljapoole ning käivituvad ainult siis, kui see on vajalik. Õige kombinatsiooni käivitamine tagab liikumise õiges suunas.

Õhutühjas kosmoses tagab raketi stabiilsuse pöörlemine ümber oma telje ning heitgaasi õige nurga all voolamine. Stabilisaatorid ja tiivikud pole vajalikud, kuna õhutakistus puudub.

Mass

Stabiilse lennu saavutamiseks on tähtis arvestada raketi massi. Eduka stardi eeltingimuseks on see, et mootori tekitatud rõhk oleks suurem raketi kogumassist. On üsna ilmselge, et ülearuse massiga rakett ei ole nii kindel kui see, mis on varustatud vaid olulisega. Ideaalilähedases raketis on kogumass jaotatud järgmiselt:

91% kogumassist moodustab kütus;

3% kütusemahutid, mootorid, stabilisaatorid jne.;

6% kasulik last.

Lastiks võivad olla tuumapomm, satelliidid, astronautid, kosmoselaevad või mis iganes.

Ideaalses raketis on kütuse massi ja raketi kogumassi suhe (massifraktsioon) 0,91.

MF= raketi kütuse mass/ raketi kogumass

Vaadates seda valemit võib arvata, et 1,0 oleks ideaalne, aga siis peaks kogu rakett koosnema vaid kütusest. Mida suurem suhe, seda vähem kasulikku lasti saab rakett peale võtta. Mida väiksem suhe, seda väiksem on tegevusulatus. 0,91 on hea tasakaal raketi kanduvuse ning tegevusulatuse vahel. Kütuse ja kogumassi suhe väheneb ja suureneb vastavalt erinevatele orbiitidele ning vastavalt lasti kaalule.

Suurtel raketidel on tõsised kaaluprobleemid. Selleks, et jõuda kosmosesse ning saavutada õige orbiidikiirus on vajalik tohutult suur kütusehulk; suure kütusehulga mahutamine ja transportimine nõuab aga omakorda võimsamaid ning raskemaid seadmeid. Suuremad raketid suudavad kanda rohkem kasulikku lasti, kuid raskus surub raketti allapoole.

Hiigelraketide kaaluprobleemi lahendamise au kuulub XVI sajandi ilutulestikutegijale Johann Schmidlapile. Schmidlap kinnitas suure kanderaketi tippu väiksemad raketid. Kui suuremas raketis oli kütus läbi põlenud, langes kest alla ning järgmine rakett süttis. Sel viisil on võimalik saavutada suurem kõrgus. Schmidlap leiutatud rakette nimetatakse astmelisteks. Tänu sellele tehnoloogiale on võimalik lennata avakosmosesse, Kuule ning teistele planeetidele.

Kasutatud kirjandus: Vladislav-Venjamin Pustõonski „Kuidas töötab tahkekütuse raketimootor?“ [http://parsek.yf.ttu.ee/~mars/publikatsioonid/tkrm_17.pdf] 16.09.2013

Raketimootori korpus

Tahkekütuse raketimootori korpus võib olla erinevate kujudega: silindriline, koonusekujuline, kerakujuline või toorikujuline, samuti on võimalikud kombineeritud kujud. Korpus võib olla ühes tükis, aga ka erinevatest sektsioonidest, samuti võivad olla sektsioonid eraldatud vahekaantega. Materjalidest on levinumad eriterased, titaani- ja alumiiniumsulamid ja komposiitmaterjalid (klaasplastid, organoplastid ja süsinikkiudplastid). Mõningatel juhtudel materjale kombineeritakse (nt. sisekiht titaansulamist, mis on tugevdatud klaasplastist väliskihiga).

Tahkekütuse raketimootori võib koosneda ühest, aga ka suure hulga elementidest. Lihtsaima ühest tükist koosneva TKRM-i saadakse epoksiidvaigus immutatud kiudmaterjali (klaas-, kevlar-, nailon- või süsinikkiud) kerimisega tooriku peale; pärast keemilist reaktsiooni vaigu ja kõvendi vahel epoksiidvaik tahkub ja toorik võetakse välja (sulatatakse üles või lahustatakse lahustiga.) Sellisel korpusel on vaid üks avaus, mille külge kinnitatakse düüsi sektsioon. Ideaalilähedase tulemuse annab kiudude kerimine kookoniks alljärgneva nurga all:

$$\gamma = \arcsin\left(\frac{d_0}{D_\kappa}\right),$$

kus d_0 on avause diameeter;

D_κ on nõ ekvatoriaalne diameeter e. korpuse suurim diameeter.

Komposiitmaterjalide struktuur ei ole ühtlane ning nad sisaldavad endas mikro- (0,0002 mm) ja makrokapillaare (0,5 mm). Mööda neid rõhu kasvades arenevad mõrad, kusjuures mõrad tekivad juba koormusega 0,15 – 0,5 tõmbetugevusest. Mõrade tekkimise välistamiseks kantakse komposiitmaterjali korpuse sisepinnale gaasi mitteläbilaskvad kihid (kumm, silikoonid, foolium).

Levinuim moodus väiksemate tahkekütuse raketimootori ehitamisel on etteantud tehaseparameetritega torude kasutamine. Sellisel juhul tuleb projekteerida lisaks düüsile üks lisasõlm, milleks on ülemine kaas, mis peab tagama mootori hermeetilisuse ning mille kinnitusmeetod peaks vastu töötamise ajal tekkinud rõhule. Nii kaane kui düüsi kinnitustes kasutatakse liime, keermeliiteid, neetimist ning pressimist (viimane eeskätt pürotehnikas

kasutatavates raketides). Siiski viimasel ajal tahkekütuse raketimootorite puhul kasutatakse eeskätt liimimist, kuna see on töökindlam viis ühendada komposiitmaterjali metallidega.

Keerulisemad tahkekütuse raketimootori korpused sisaldavad kinnitusflantse, üleminekuid, tugevduselemente jpm. Selliste mootorite projekteerimine ning ehitamine on väga arvutus- ja tehnoloogiamahukas, kuna konstruktsiooni iga lisaelement on pingete tekkeallikaks. Tuleb meeles pidada, et flantskinnitus on võrreldes teiste liitesüsteemidega raske, lisaks sellele iga keermeosa peab olema pingutatud ühesuguse momendiga ($N \cdot m$).

Korpusteks kasutatakse õmbluseta nn terviktõmmatud metalltorusid, kuna keevisõmblus alati muudab toru kuju ning on ühtlasi nõrgimaks kohaks (0,65-0,9 sama seina paksusega toru tugevusest), mille kvaliteedikontroll struktuuri defektide avastamiseks nõuaks röntgenvalgustamist. Metalltorude kasutamisel tahkekütuse raketimootori projekteerimisel tasub meeles pidada, et mida pikem on toru, seda kõrgemaks muutub tõenäosus sisedefekti olemasolule, lisaks sellele on keerukas valmistada piki raketikütuse laenguid. Üldjuhul ei ületa silindrilise raketimootori pikkus kümnekordset mootori diameetrit. Metallist tahkekütuse raketimootori korpused üldjuhul kasutatakse väiksemate mootorite puhul, kus siserõhk kõrge ja kinnituskohad raketi külge silindrilise osa juures. Samuti metallkorpuste kasutamine on nõutud juhtudel, kus väliskeskkonna temperatuur on kõrge – 300 kraadi ja enam. Alumiiniumsulamist korpused kasutatakse siis, kui raketimootorile ei ole rangeid massinõudeid. Eriteraste puhul kehtib reegel, et mida paksem on katsekeha, seda enam esineb selles nn. pingete kontsentraatoreid, seetõttu on õigustatud õheseinaliste (seina paksus $\leq 1/20D$ e. $1/20$ toru diameetrist).

Mitmekordselt kasutatavad tahkekütuse raketimootori projekteeritakse paksema seinaga, et oleks võimalik nende lihvimine pärast igat kasutamist, mille tõttu igakordselt seinapaksus väheneb.

Raketikütust valatakse enamasti otse korpusesse ning tahkudes kinnitub see jäigalt korpusega. Siinkohal peab silmis pidama asjaolu, et mitte kõik materjalid ei nakku üksteisega; ideaalilähedase adhesiooni e. molekulaarjõudude põhjustatud side eri materjalide kokkupuutepindalade vahel, saavutamiseks tihti kasutatakse vahekihte, nt. hästi „nakkuvad“ omavahel paarid „teras-kumm“ ja „kumm-plast“.

Korpuste projekteerimisel kasutatakse muuhulgas tehnilise täiuslikkuse valemit (veel: kogumassi suhe kütusemassile):

$$W = \frac{p_p V}{G_{co}},$$

kus p_p – korpust rebestav rõhk;

V – korpuse siseruumala;

G_{co} – korpuse jõukonstruksiooni mass.

Üldjuhul parameeter W jääb vahemikku 30-34.

Tahkekütuse raketimootori puhul on hermeetilisuse tagamine äärmiselt oluline. Enamasti on tahkekütuse raketimootor mõeldud ühekordseks kasutamiseks, seetõttu ei saa neid töörõhul kontrollida. Selliselt kasutatakse korpuse elementide ühendamisel (kaas, düüs) rõngastihendeid, dubleerides neid. Väiksemate mootorite puhul, kus kaane ning düüsi kinnitamiseks kasutatakse keermeliiteid, kasutatakse kuumakindlaid määrideid keermes. Hästi on ennast näidanud silikoonhermeetikud, kuna nende põlemisel tekivad rasksulavad ning madala soojusjuhtivusega ränioksiidid.

Allpool on toodud välja mõningate tahkekütuse raketimootorites kasutatavate materjalide füüsikalised omadused.

Komposiitmaterjal	Tihedus $\rho \cdot 10^{-3}$ kg/m ³	Tõmbetugevus σ_p , MPa	Elastsusmoodul E , GPa
Klaasplast VM-1 ja epoksüüdvaik	2,2	2100	70
Orgaanilise kiu (kevlar) ja epoksüüdvaik	1,30–1,38	1400–2200	78–95
Süsinikkiudplast: - žgutt VMN4 и epoksitrifenoolvaik	1,50	1020	180
- kiud Tornell-300 ja epoksiidvaik RR 313	1,55	1400	142,8

Materjal (sulami mark)	Tihedus $\rho \cdot 10^{-3}$, kg/m ³	Ajutine resistents σ_a , MPa	Eritugevus (km)
VTZ-1 ¹	4,50	100–110	22,22–24,44
VT-23 ¹	4,57	105–125	22,98–27,85
AMg6 ²	2,64	29	11,0
7049 ³	2,74	50	18,2

1 – titaani sulamid, 2 – alumiiniumsulam, 3 – Al-Zn-Mg-Cu

Raketimootori düüsisõlm

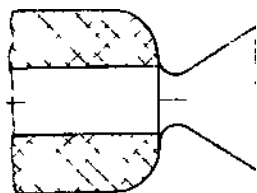
Düüs on muutuva ristlõikepindalaga gaasikanal ning on ettenähtud põlemissaaduste kiirendamiseks. Minimaalse ristlõikepindalaga osas gaasijuga saavutab helikiiruse ning koonuses ületab selle. Düüsi osa on tahkekütuse raketimootori tähtsamaid osi; selle konstruktsioonist paljustki sõltub raketimootori kuju ja energeetilis-massiline täiuslikkus. Düüs on ettenähtud selleks, et muuta kütuse põlemisel saadud soojushulk põlemissaaduste kineetiliseks energiaks. Lisaks sellele kasutatakse düüsi reaktiivjõu vektori juhtimiseks. Düüsisõlme moodustavad düüs, kinnitus ning düüsi juhtosa.

Düüsisõlme konstruktsioonist sõltuvad tahkekütuse raketimootori peamised parameetrid – reaktiivjõud, eriimpulss, rõhk põlemiskambris ja düüsi lõpus, mõõtmed. Konstrueerimisele esitatakse järgmisi nõudeid:

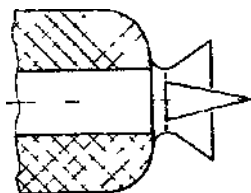
- eriimpulssi tagamine,
- etteantud trajektoori järgimine,
- ekspluatatsiooni- ning lennukoormused,
- reaktiivjõu vektori juhtimine.

Tahkekütuse raketimootorites kasutatakse ühe- või mitme düüsiga sõlmi. Valik sõltub mootori kasutusvaldkonnast ning reaktiivjõu vektori juhtimise moodusest. Ühe düüsiga sõlm on lihtsam ja töökindlam. Kaheteljelise juhtimise puhul vajab ühe düüsiga sõlm väiksemat kallet sama momendi saavutamiseks. Kui raketi juhitakse kolmel teljel, siis mitme düüsiga sõlm on ainus moodus.

Enamasti kasutatakse raketitelje suhtes sümmeetrilisi nn. *de Laval'i* düüse, kuid on olemas nn. *Aerospike* koonusekujulised düüsid kui ka nende kahe „ristandid“.



a. de Laval'i düüs



b. de Laval'i düüs Aerospike südamikuga

Kui on tarvis tekitada teljesuunalisest erineva vektoriga reaktiivjõudu, kasutatakse kalddüüsi, samuti asümmeetrilisi düüse:



mk – massikese

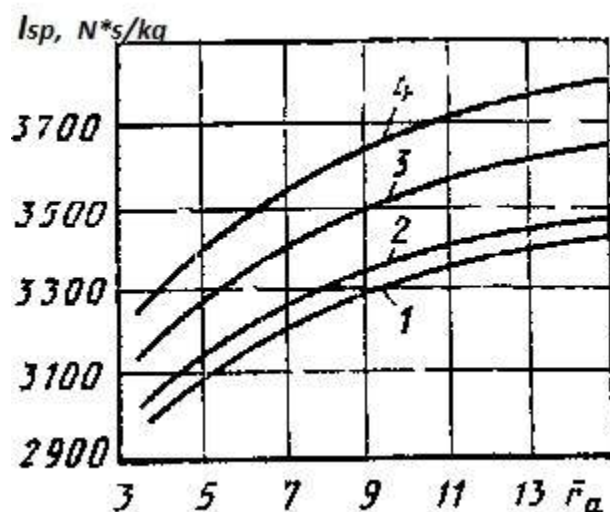
Klassikalise tahkekütuse raketimootori düüsisõlme konstruktsioon (rõhk p_k põlemiskambris 4-10 MPa) koosneb termoisolatsiooniga kaetud jõukorpusest ja gaasitraktist, mis omakorda koosneb kriitilisele pindalale eelnevast osast (ülemine koonus), kriitilisest pindalast ning üleheli osast (alumine koonus). Sellise konstruktsiooniga düüsid töötavad kuni 100 sekundit, sõltuvalt kasutatavatest materjalidest.

Düüsi mõõtmed omakorda sõltuvad korpuse diameetrist ning düüsi koonuse laienemise nurgast. Düüsi projekteerimisel arvestatakse keemilise- ja erosioonkulumisega e. töötamise ajal põlemissaadused mõjutavad pinda, millega puutuvad kokku e. düüs põleb õhemaks ning düüsi kriitilise osa (kõige kitsam e. pudelikael) diameeter suureneb. Ajapikku tahkekütuse raketimootori evolutsioneerib põlemissaaduste temperatuuri ja rõhu kasvu suunas ning düüside valmistamisel hakati kasutama fenoolvagu-süsinikkiu komposiitmaterjale, samuti suure tihedusega pürografiite ning süsinik-süsinik komposiitmaterjale (süsinikkiud grafiidimaatriksi sees).

Kriitiline pindala on üldjuhul tehtud rasksulavast volframist, molübdeenist, nende sulamitest või pürografiidist. Koonust üldjuhul tehakse süsinikkiudplastist, mis on liimitud metallist (teras, titaan või alumiiniumsulam) koonuse sisse. Lihtsamatel konstruktsioonidel on see treitud vastupidavast sulamist, üldjuhul roostevabast terasest (ing.k. *superalloy*). Pürotehnilistes raketides on düüs pressitud savist ning raketimudelismis on düüsid üldjuhul keraamikast.

Düüsi materjalide valikul lisaks tugevusomadustele peab arvestama kolme olulise paraameetriga – madala soojusjuhtivusega, kulumiskindlusega ning väikese soojuspaisumisega.

Reaktiivjõu valemist on ilmne, et ideaalolukorras gaaside rõhk düüsisist väljudes võrdub väliskeskkonna rõhuga. Sellist konstruktsiooni paratamatult on pea võimatu luua, kuna õhurõhk erineval kõrgusel maapinnast on erinev. Selliselt otsitakse kompromisse düüsikoonuse laienemise nurga vahel (loetakse kriitilise pindala ja düüsi otsa pindalate suhet). Üldjuhul esimese põlvkonna TKRM-des oli laienemisekoefitsiendiks $r_a = 4-5$. Kui seda näitajat suurendada 5-10ni, siis termodünaamiline eriimpulss suureneb 240-270 m/s võrra, kui aga 10-15ni, siis veel 110-120 m/s.



1 – $I_{sp} = 2150$ m/s; 2 – $I_{sp} = 2550$ m/s; 3 – $I_{sp} = 2600$ m/s;
4 – $I_{sp} = 2700$ m/s (graafikul näidatud erinevate raketikütuste termodünaamiline eriimpulss)

Tahkekütuse raketimootori töörežiimi kiireks saavutamiseks algetapil kasutatakse kõrge, mille eesmärgiks on soodustada rõhu kasvu tööõhuni süütamise järel. Üldjuhul on sellised korgid membraanitaolised ning paiknevad kas düüsi kriitilises osas või düüsikoonuses. Lisaks hõõrdumisele (väiksemad mootorid) kasutatakse liimimist või poltidega kinnitamist. Raketimudelismis on ennast hästi õigustanud küünlavahaga (parafiiniga) pitseerimise meetod.

Lisaks ülalmainitule on üheks oluliseks parameetriks düüsi projekteerimisel kriitilise pindala ja kütuse põlemispindala suhe (Kn), millest omakorda sõltub rõhk põlemiskambris. Üldjuhul jääb see 100-500 vahele ning sõltub eeskätt kasutatava raketikütuse omadustest.

Tahkekütuse

Kütuse valikul lähtutakse erinevatest teguritest, milledeks on nii füüsikali-keemilised (tihedus, põlemiskiirus, -temperatuur, reaktsioonisaaduste e. eralduvate gaaside hulk ning koostis), materjalialased (soojuspaisumine, soojusülekanne, pinge, deformatsioon ja purunemine ohutus (põlemis- ning plahvatusohtlikkus, toksilisus e. mürgisus) ning tehnoloogilised (valatavus, pressitavus, töödeldavus, agdesioon e. nakkuvus erinevate materjalidega). Heterogeenne kütus koosneb oksüdeerijast ning põlevainest.

Oksüdeerijaks on raketitehnikas läbi aegade kasutatud kaaliumnitraati KNO_3 , ammoniumnitraati NH_4NO_3 , kaaliumperkloraat KClO_4 , ammoniumperkloraat NH_4ClO_4 . Siinkohal tuleb märkida, et perkloraadid ning nende reaktsioonisaadused on mürgised, ning ammoniumnitraat teatud tingimustes plahvatusohtlik.

Põlevaineks e. **kütuseks** kasutatakse metalle (alumiinium, magneesium, liitium, berillium), mittemetalle (boor, süsinik) ning orgaanilisi aineid (polüetüleen, polüuretaan, kautšuk, bituumen, glükoos, sorbitool jne). Oluline on märkida, et pulbrilisi metalle ei segata kunagi kuivalt kokku oksüdeerijaga, kuna on suur isesüttimise ja plahvatuse oht. Metalle lisatakse oksüdeerijale alati segatuna sideainega, milleks on mõni orgaaniline aine vedelas olekus (kas lahustatuna või sulatatuna). Metallide lisamine raketikütusele on peamiselt põlemistemperatuuri tõstmiseks ning reaktsioonisaadused – oksiidid on raskuslavad ning gaasijoas tahkes olekus, mistõttu ei tee düüsis paisumisel termodünaamilist tööd.

Mõnevõrra eraldiseisvaks raketikütuseks saab pidada pulbrilise tsiingi Zn ja väävli S segu (67,1% ja 32,9% vastavalt); reaktsioonisaaduseks on tsiingisulfiid. Sellist raketikütust kasutati eelmise sajandi keskpaik raketimudelismis eeskätt komponentide kättesaadavuse pärast, kuid selle eriimpulss on madal (ca 80 s) ning reaktsiooni kiirus ebastabiilne.

Pürotehnikas kasutatav must püssirohi ei sobi tänapäeval raketikütuseks, kuna üle poole reaktsioonisaadustest on tahkes olekus ning ei tee kasulikku tööd. Samuti nõuab see valmistamisel erilise ettevaatusabinõusid, kuna must püssirohi on võimeline süttima isegi staatilisest elektrist.

Allpool on toodud välja mõningate laialdaselt levinud raketikütuste tähtsaimad parameetrid:

Oksüdeerija	%	Põlevaine	%	Tihedus g/cm ³	t, °C	Põlemiskiirus (mm/s):rõhk (Mpa)	I _e
KNO ₃	65	Glükoos (C ₆ H ₁₂ O ₆)	35	1,888	1437	12,9:6,9	164
KClO ₄	75	Bituumen (asfalt)	25	1,74	2202	23:6,8	190
NH ₄ NO ₃	68	Neopreen, Al pulber, S	11:17:4	1,765	2415	5,2:6,9	230
NH ₄ ClO ₄	69,9	Polübutadieen (PBAN), kõvendi (ECTV), Al pulber, punane raudoksiid	12,04: 1,96:16:0,07	1,772	3207	7,4:6,9	268

Antud tabelis välja toodud kõige efektiivsemat, ammooniumperkloriidi baasil segatud kütust kasutati Space Shuttle tahkekütuse kiirendites.

Kuigi mootori põlemisprotsesside kirjeldamine nõuab keerulisi matemaatilise tehteid, nagu integraalarvutus, on tänapäeval loodud mitmed arvutiprogrammid nende arvutamiseks. Lihtsamad on MS Exceli baasil makrofailid (nt. SRM.xcl). Visuaalse pildi annab arvutiprogrammi SolidWorks kasutamine.

Erinevate kütuste parameetreid saab empiirilisel e. teoreetilisel uurida selleks otstarbeks tehtud arvutiprogrammidega, mis on internetis vabavarana saadaval; levinuimad neist on PROPEP ja GUIPEP. Nende programmide abil saab arvutada erinevaid nn kütusepaare erinevate lisanditega, saades tulemuseks teoreetilised näitajad, mis on vajalikud raketimootori projekteerimiseks.

Tahkekütuse

Kütuse valikul lähtutakse erinevatest teguritest, milledeks on nii füüsikali-keemilised (tihedus, põlemiskiirus, -temperatuur, reaktsioonisaaduste e. eralduvate gaaside hulk ning koostis), materjalialased (soojuspaisumine, soojusülekanne, pinge, deformatsioon ja purunemine ohutus (põlemis- ning plahvatusohtlikkus, toksilisus e. mürgisus) ning tehnoloogilised (valatavus, pressitavus, töödeldavus, agdesioon e. nakkuvus erinevate materjalidega). Heterogeenne kütus koosneb oksüdeerijast ning põlevainest.

Oksüdeerijaks on raketitehnikas läbi aegade kasutatud kaaliumnitraati KNO_3 , ammoniumnitraati NH_4NO_3 , kaaliumperkloraat KClO_4 , ammoniumperkloraat NH_4ClO_4 . Siinkohal tuleb märkida, et perkloraadid ning nende reaktsioonisaadused on mürgised, ning ammoniumnitraat teatud tingimustes plahvatusohtlik.

Põlevaineks e. **kütuseks** kasutatakse metalle (alumiinium, magneesium, liitium, berillium), mittemetalle (boor, süsinik) ning orgaanilisi aineid (polüetüleen, polüuretaan, kautšuk, bituumen, glükoos, sorbitool jne). Oluline on märkida, et pulbrilisi metalle ei segata kunagi kuivalt kokku oksüdeerijaga, kuna on suur isesüttimise ja plahvatuse oht. Metalle lisatakse oksüdeerijale alati segatuna sideainega, milleks on mõni orgaaniline aine vedelas olekus (kas lahustatuna või sulatatuna). Metallide lisamine raketikütusele on peamiselt põlemistemperatuuri tõstmiseks ning reaktsioonisaadused – oksiidid on raskuslavad ning gaasijoas tahkes olekus, mistõttu ei tee düüsis paisumisel termodünaamilist tööd.

Mõnevõrra eraldiseisvaks raketikütuseks saab pidada pulbrilise tsiingi Zn ja väävli S segu (67,1% ja 32,9% vastavalt); reaktsioonisaaduseks on tsiingisulfiid. Sellist raketikütust kasutati eelmise sajandi keskpaik raketimudelismis eeskätt komponentide kättesaadavuse pärast, kuid selle eriimpulss on madal (ca 80 s) ning reaktsiooni kiirus ebastabiilne.

Pürotehnikas kasutatav must püssirohi ei sobi tänapäeval raketikütuseks, kuna üle poole reaktsioonisaadustest on tahkes olekus ning ei tee kasulikku tööd. Samuti nõuab see valmistamisel erilise ettevaatusabinõusid, kuna must püssirohi on võimeline süttima isegi staatilisest elektrist.

Allpool on toodud välja mõningate laialdaselt levinud raketikütuste tähtsaimad parameetrid:

Oksüdeerija	%	Põlevaine	%	Tihedus g/cm ³	t, °C	Põlemiskiirus (mm/s):rõhk (Mpa)	I _e
KNO ₃	65	Glükoos (C ₆ H ₁₂ O ₆)	35	1,888	1437	12,9:6,9	164
KClO ₄	75	Bituumen (asfalt)	25	1,74	2202	23:6,8	190
NH ₄ NO ₃	68	Neopreen, Al pulber, S	11:17:4	1,765	2415	5,2:6,9	230
NH ₄ ClO ₄	69,9	Polübutadieen (PBAN), kõvendi (ECTV), Al pulber, punane raudoksiid	12,04: 1,96:16:0,07	1,772	3207	7,4:6,9	268

Antud tabelis välja toodud kõige efektiivsemat, ammooniumperkloriidi baasil segatud kütust kasutati Space Shuttle tahkekütuse kiirendites.

Kuigi mootori põlemisprotsesside kirjeldamine nõuab keerulisi matemaatilise tehteid, nagu integraalarvutus, on tänapäeval loodud mitmed arvutiprogrammid nende arvutamiseks. Lihtsamad on MS Exceli baasil makrofailid (nt. SRM.xcl). Visuaalse pildi annab arvutiprogrammi SolidWorks kasutamine.

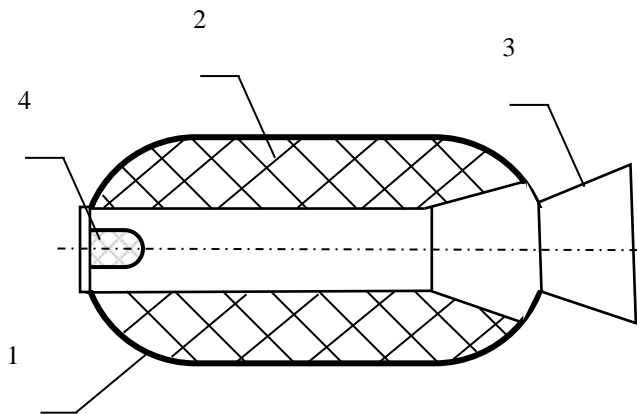
Erinevate kütuste parameetreid saab empiirilisel e. teoreetiliselt uurida selleks otstarbeks tehtud arvutiprogrammidega, mis on internetis vabavarana saadaval; levinuimad neist on PROPEP ja GUIPEP. Nende programmide abil saab arvutada erinevaid nn kütusepaare erinevate lisanditega, saades tulemuseks teoreetilised näitajad, mis on vajalikud raketimootori projekteerimiseks.

Raketimootori projekteerimine.

Kokkuvõte.

Meeldetuletus: raketimootori tähtsamad sõlmed:

1. raketimootori korpus
2. tahkekütuse laeng
3. düüs
4. sütik



Joonis 1. Raketimootori tähtsamad sõlmed

Lühidalt projekteerimise etappidest. Raketimootori konstruktor alustab projekteerimistööd sellest, et valib põhimõttelise konstruktsioonilise lahenduse, mis samas vastaks tehnilisele ülesandele e. saavutamist vajavate parameetritele, millest on varasemates peatükkides juba juttu olnud (kasuliku lasti andmed nagu mass ja mõõtmed, lennutrajektor e. kõrgus ning raketi maksimumkiirendus). Taoline tehniline lahendus omakorda koosneb tahkekütuse valikust, laengu geomeetriast ning düüsisõlme konstruktsioonist. Samuti tasub meeles pidada, et tehtud valikud oleks tehniliselt põhjendatud ja teostatavad (materjalide- ja tehnoloogiate kättesaadavus).

Kui konstruktiivne skeem on valitud, valitakse raketikütus, laengu (segmendi) kuju ja arvutatakse selle parameetrid. Tuginedes neile andmetele, hinnatakse laengu ja korpuse tugevusparameetrid ning mõeldakse läbi osade ühendamise tehnoloogiline skeem. Täiendavate andmete saamisel arvutamise protsessi korratakse.

Järgnevalt on toodud välja raketimootori arvutuse etapid:

1. Kütuselaengu dimensioonide valik (laengu pikkus, diameeter, kanali profiil ja mõõtmed);
2. kütuse väljapõlemise skeemi koostamine;

3. kütuse põlemise alg- ja lõpppindala arvutamine;
4. korpuse ruumala V_k ja kütuse ruumala V_m arvutamine;
5. kütuse massi m arvutamine;
6. düüsi väikseima diameetri leidmine ja kriitilise pindala arvutamine;
7. kütuse põlemiskiiruse u väljaselgitamine;
8. keskmise kütusekulu m_k ja jõu F_k leidmine;
9. maksimaalse tööõhu p_{max} väljaarvutamine;
10. mootori tööaja arvutamine;
11. koguimpulssi I_k arvutamine;
12. korpuse materjali valimine ning korpuse mõõtmete arvutamine;
13. düüsi parameetrite leidmine;
14. kinnitussõlmede projekteerimine (ülemine kaas, düüs, laeng)

Koostanud: Jüri Pilm